

553965

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
4 novembre 2004 (04.11.2004)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2004/095394 A2

(51) Classification internationale des brevets⁷ : G08G 5/04, B64D 45/04

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2004/000940

(22) Date de dépôt international : 16 avril 2004 (16.04.2004)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
03/04753 16 avril 2003 (16.04.2003) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : EU-ROCOPTER [FR/FR]; Aéroport International Marseille-Provence, F-13725 Marignane Cedex (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : PETILLON, Jean-Paul [FR/FR]; 6bis, avenue Jean Moulin, F-13140 Miramas (FR).

(74) Mandataire : GPI & ASSOCIES; Hérard, Paul, EuroParc de Pichauray, 1330, rue Guillebert de la Lauzière, Bâtiment D1, F-13856 Aix en Provence Cedex 3 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

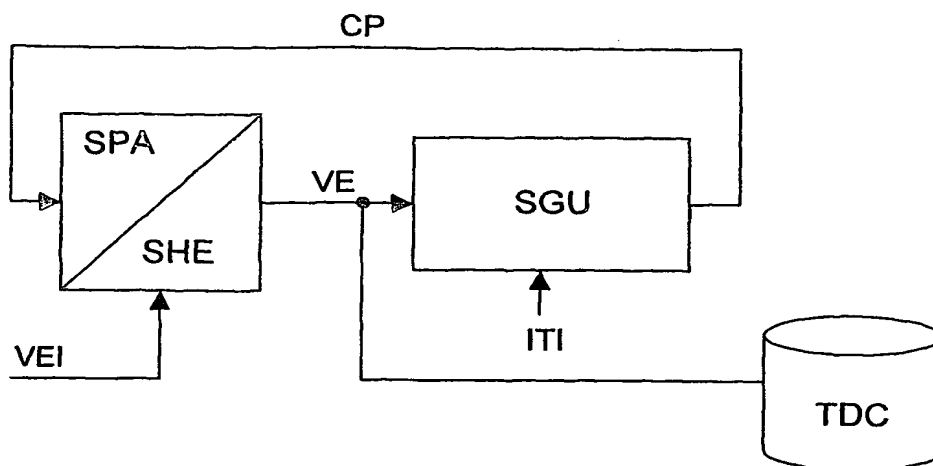
Publiée :

— sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: SECURE INTERACTIVE 3D NAVIGATION METHOD AND DEVICE

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF DE NAVIGATION 3D SECURISEE INTERACTIVE



(57) Abstract: The invention relates to an aircraft navigation assistance method, whereby a continuous, three-dimensional projected path is calculated on board the aircraft as a function of data relating to the route and characteristics of the aircraft.

(57) Abrégé : Dans un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef selon l'invention, on calcule à bord de l'aéronef une trajectoire prévisionnelle, continue, à trois dimensions, en fonction de données d'itinéraire et de caractéristiques de l'aéronef.

BEST AVAILABLE COPY



En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

Procédé et dispositif de navigation 3D sécurisée interactive.

La présente invention concerne un procédé et un dispositif de navigation sécurisée interactive permettant à l'équipage d'un aéronef de préparer et de suivre un plan de vol sécurisé hors infrastructures de vol aux instruments.

L'invention relève du domaine des systèmes de navigation et gestion du vol (FMS, ou Flight Management System) d'un aéronef, et plus particulièrement des systèmes de navigation et gestion du vol d'un hélicoptère.

La notion de FMS recouvre usuellement les fonctions de positionnement, de préparation de plans de vol, et de guidage.

Le positionnement permet à chaque instant de déterminer où se trouve l'aéronef dans l'espace (latitude, longitude et altitude). La réalisation de cette fonction fait appel à l'ensemble des senseurs permettant de connaître à chaque instant le vecteur d'état de l'aéronef, incluant les capteurs de vitesse sol, de vitesse angulaire, d'assiettes & cap, et de vitesse air.

Dans un FMS conventionnel, un plan de vol est essentiellement une succession de segments rectilignes horizontaux ou sans dimension verticale.

La préparation des plans de vols (PdV) et leur stockage recouvre généralement : i) les bases de données contenant les points constitutifs des PdV et les PdV; ii) éventuellement un moyen de chargement et de transfert de ces bases de données de/vers un moyen de préparation sol (module de stockage amovible); iii) Les moyens d'édition de ces bases de données (interface homme-machine basée sur un CDU (« control and display unit ») par exemple); et iv) Les moyens pour sélectionner un PdV - parmi tous ceux de la base de donnée - en tant qu'entrée de la fonction guidage. On appelle ce PdV le "Plan de Vol en destination". Ce PdV est par ailleurs usuellement visualisé sur un fond de carte.

Le guidage consiste à évaluer les écarts entre le vecteur d'état de l'aéronef d'une part, et le PdV choisi comme destination d'autre part. Cette fonction génère des consignes pour l'AFCS ou PA (Automatic Flight Control System, ou pilote automatique) et pour le pilote humain, qui permettent de maintenir l'aéronef sur le plan de vol.

Les systèmes de navigation actuellement en opération peuvent être classés en 2 catégories : « VFR » et « IFR civil ».

Les systèmes de navigation "VFR" ne permettent que de définir des plans de vol "2D". Le plan de vol est constitué d'une liste ordonnée de points géographiques définis par leurs seules latitudes et longitudes (pas d'information d'altitude). Pour construire un plan de vol, le pilote peut sélectionner les points dans la base de donnée, ou créer ces points où il le souhaite.

Dans les systèmes VFR, la fonction guidage assure que la trace horizontale de la trajectoire de l'aéronef soit la plus proche possible des segments rectilignes reliant les points successifs 2 à 2. Il n'y a aucune gestion de l'altitude par le système de navigation. C'est le pilote qui choisi et maintient son altitude de vol (en s'aidant le cas échéant du mode "acquisition et tenue d'altitude" du PA). Le choix de l'altitude de vol peut être anticipé par l'examen visuel d'une carte numérique (comportant des informations d'élévation du terrain) si il y en a une à bord de l'aéronef, ou d'une carte papier. La séparation par rapport au terrain et aux obstacles est in fine réalisée visuellement par le pilote.

Les systèmes de navigation "IFR" civils permettent de gérer des plans de vol "3D". Ici, la construction d'un plan de vol est fondée sur une base de donnée de "branches", i.e. des segments rectilignes horizontaux et des arcs DME (« distance measurement equipment »), ces derniers n'étant utilisés que rarement, et uniquement en phase terminale avant l'approche finale. Chaque segment est assorti d'une altitude minimum de vol et de précisions requises de localisation et de guidage, latérales et verticales.

Cette base de donnée est fermée et certifiée. Le qualificatif

"fermée" signifie que le pilote ne peut pas en modifier le contenu. Le terme "certifiée" indique que cette BD a été bâtie par l'autorité aéronautique compétente, qui garantit une séparation adéquate de ces branches par rapport au terrain et aux obstacles. Par ailleurs, toutes les
5 précautions nécessaires sont prises pour garantir l'intégrité de son contenu à bord de l'aéronef.

La construction d'un plan de vol IFR consiste en le choix d'un itinéraire dans un réseau de "routes aériennes".

Un tel système de navigation "IFR" répond au besoin des avions
10 de transport commercial, mais il forme une entrave à la réalisation de certaines missions assignées aux aéronefs, et particulièrement celles des hélicoptères civils qui présentent des spécificités :

La phase de transit des missions d'hélicoptère est le plus souvent réalisée plus bas que les altitudes de vol des avions de transport
15 commercial, de manière à ne pas interférer avec ces derniers. Le vol à basse altitude présente par ailleurs de nombreux autres avantages : durée de mission réduite, économie de carburant, meilleur confort des passagers et des membres d'équipage du fait que les cabines d'hélicoptères ne sont pas pressurisées. Ce dernier point est
20 particulièrement crucial pour le transport de certains blessés qui ne peuvent supporter aucune variation de pression.

Le décollage et l'atterrissage des hélicoptères s'effectuent la plupart du temps en dehors des structures aéroportuaires. On mentionnera par exemple les missions EMS (« emergency medical
25 service ») où le point de posé peut être un toit d'hôpital ou une aire absolument non préparée telle qu'un terrain de football ou un champ situé à proximité d'un accident.

La plupart des missions d'hélicoptère sont effectuées dans l'urgence (c'est particulièrement le cas des missions EMS), ce qui limite
30 sérieusement l'éventualité d'une préparation minutieuse sur un moyen sol.

Quand bien même le caractère d'urgence est moindre que celui d'une mission EMS, les missions sont souvent variées et spécifiques, contrairement aux routes régulières d'un transport aérien commercial ; les plans de vols ne sont donc généralement pas réutilisables plusieurs
5 fois, ce qui compromet la rentabilité économique d'une équipe sol dédiée à la préparation des missions.

Du fait de ces spécificités, la plupart des missions d'hélicoptères ne peuvent être réalisées qu'en bonnes conditions de visibilité (VMC). On estime que près de 40% des missions d'hélicoptères civils sont
10 empêchées pour cause de mauvaises conditions météo.

L'invention vise à doter un hélicoptère d'une capacité de vol IFR "autonome", i.e. en dehors des réseaux de routes aériennes dédiées aux gros porteurs commerciaux et en dehors des infrastructures aéroportuaires. Elle a également pour but d'augmenter la réactivité
15 fréquemment exigée d'un équipage d'hélicoptère.

Le brevet US-6,421,603 (Pratt et al) décrit un procédé d'évaluation de risques d'interférence entre un plan de vol prévu et des obstacles, dans lequel on définit le plan de vol sous forme d'une trajectoire grossière constituée d'une suite de segments dotés de
20 paramètres d'étendue spatiale (horizontale et verticale) ; un générateur de route convertit ces segments et paramètres en parallélépipèdes ou polygones pour constituer un modèle de route ; les obstacles fixes sont représentés sous forme de rectangles de terrain dotés d'une altitude et de leurs subdivisions, tandis que les obstacles mobiles sont modélisés
25 par segments, de façon similaire au plan de vol ; une détection d'interférence est réalisée par comparaison des modèles respectifs d'itinéraire et d'obstacles ; une alarme est déclenchée lorsqu'une interférence est détectée.

Ce système ne permet pas de présenter au pilote la portion de
30 trajectoire correspondant à l'interférence détectée ; il ne permet pas non plus de générer en temps réel une trajectoire prévisionnelle précise qui soit susceptible d'être suivie au plus près par un aéronef à voilure tournante évoluant à basse altitude.

Le brevet US-6,424,889 (Bonhoure et al) décrit un procédé de génération d'une trajectoire horizontale d'évitement de zones dangereuses pour un aéronef ; le procédé comprend la détermination de cercles tangents à la trajectoire en un point initial et en un point final ;
5 la détermination de tangentes à ces cercles et aux modèles de zones dangereuses ; la sélection de paires de tangentes définissant un squelette de trajectoire, et la détermination d'une trajectoire 2D comportant des cercles reliant les tangentes ; ce procédé ne permet pas au personnel embarqué d'intervenir dans la planification de l'itinéraire.

10 Un objectif de l'invention est de proposer un système d'aide à la navigation, au guidage et au pilotage d'un aéronef aux instruments hors de portée d'infrastructures IFR.

Un objectif de l'invention est de proposer un système d'aide à la navigation, au guidage et au pilotage d'un aéronef à voilure tournante à
15 basse altitude.

Un objectif de l'invention est de proposer un procédé interactif et autonome de planification et de suivi d'un vol sécurisé, par le personnel embarqué d'un aéronef, et un dispositif pour sa mise en oeuvre.

Un objectif de l'invention est de proposer un système d'aide à la
20 navigation, au guidage et au pilotage d'un aéronef, qui soit amélioré et/ou qui remédie à une partie au moins des inconvénients des procédés et dispositifs de FMS connus.

Selon un premier aspect de l'invention, il est proposé un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef selon un itinéraire dans lequel on
25 calcule une trajectoire (de l'aéronef) prévisionnelle, continue, à trois dimensions, proche de l'itinéraire, en fonction notamment de caractéristiques de l'aéronef, de sorte que l'on obtient une trajectoire qui peut d'une part servir de consigne pour un pilote ou un pilote automatique, et qui peut d'autre part être directement utilisée pour
30 calculer (ou détecter) des interférences avec un terrain et/ou des obstacles.

De préférence on calcule, pour la plupart des points de la trajectoire prévisionnelle, généralement pour chaque point de cette trajectoire, une date et/ou une vitesse prévisionnelle, en fonction notamment de caractéristiques de l'aéronef, ce qui permet notamment de fournir à chaque instant au pilote une consigne de vitesse adaptée à la trajectoire à parcourir.

Tout ou partie de la trajectoire prévisionnelle peut être calculée de façon discrète, point à point : à partir d'un état ou vecteur initial de l'aéronef, on calcul un vecteur d'état ultérieur de l'aéronef, correspondant à un incrément temporel, par simulation ; on utilise de préférence à cet effet un module de simulation de PA (ou AFCS « automatic flight control system »), un module de simulation de l'aéronef, et un module de simulation de guidage.

La trajectoire prévisionnelle peut aussi être calculée de façon analytique, par résolution d'un système d'équations.

Selon un mode préféré de réalisation :

i)- on enregistre dans au moins une mémoire embarquée des caractéristiques ou possibilités prévisionnelles de l'aéronef, ainsi qu'un modèle du terrain survolé par l'itinéraire ; puis, généralement en cours de vol, à l'aide d'un calculateur embarqué :

ii)- on calcule une trajectoire prévisionnelle à trois dimensions et dénuée de point anguleux qui soit proche dudit itinéraire, et correspondant auxdites caractéristiques ou possibilités prévisionnelles de l'aéronef ;

iii)- on détermine d'éventuelles interférences entre un volume de sécurité s'étendant le long de ladite trajectoire de consigne et un terrain survolé par l'aéronef ; à cet effet, de préférence, on détermine un tube ou tunnel s'étendant le long de la trajectoire et dont la section correspond à des marges de sécurité ; et

iv)- on recherche si un point du modèle du terrain est inclus à l'intérieur du tube ou tunnel, et dans l'affirmative on détermine au moins

une portion de la trajectoire qui interfère avec le modèle du terrain ;

v)- on présente à un opérateur embarqué ladite trajectoire et/ou ladite portion de trajectoire qui interfère, de façon répétée dans le temps et avec une fréquence de présentation suffisamment élevée pour
5 que l'opérateur embarqué puisse modifier ledit itinéraire afin de faire disparaître lesdites interférences;

vi)- on surveille l'introduction d'une donnée de modification d'itinéraire et/ou de trajectoire, et, tant qu'une donnée de modification d'itinéraire et/ou de trajectoire est introduite par un opérateur, on
10 modifie le cas échéant l'itinéraire en fonction de ladite donnée, et on réitère les opérations ii) à vi).

De préférence, en outre, on surveille et/ou on mesure un paramètre d'état de l'aéronef (position 3D, vitesse 3D, masse de l'aéronef, état de chaque moteur de propulsion), et, tant qu'une
15 variation substantielle d'un paramètre d'état est détectée, on réitère les opérations ii) à vi).

De préférence, en outre, on surveille et/ou on mesure un paramètre d'environnement de l'aéronef (vitesse du vent 2D, densité de l'air, température de l'air), et, tant qu'une variation substantielle d'un
20 paramètre d'environnement est détectée, on réitère les opérations ii) à vi).

Ces opérations sont réalisées par les moyens embarqués à bord de l'aéronef, généralement de façon répétée tout au long du vol, et à intervalles de temps réguliers, par exemple à ladite fréquence de
25 présentation.

Du fait que l'on corrige la trajectoire prévisionnelle, à intervalles de temps réguliers et selon une fréquence d'actualisation, en fonction de paramètres actuels relatifs à l'aéronef, du point de vol actuel de l'aéronef, et de paramètres actuels relatifs à l'environnement extérieur,
30 on obtient une trajectoire de consigne actualisée pour le pilote et/ou le pilote automatique de l'aéronef.

Selon une caractéristique essentielle de l'invention, la trajectoire prévisionnelle calculée présente trois dimensions dans l'espace, et chaque point de cette trajectoire est en outre daté de façon prévisionnelle en fonction d'une vitesse prévisionnelle calculée en
5 chaque point de la trajectoire prévisionnelle en fonction des performances de l'aéronef, de ses caractéristiques de fonctionnement et des caractéristiques de l'environnement.

Chaque point de la trajectoire prévisionnelle est défini par trois valeurs de positionnement (latitude, longitude et altitude) et par une
10 information temporelle obtenue à partir de la vitesse prévisionnelle ; chaque vecteur d'état de l'aéronef comporte en outre les trois composantes de la vitesse prévisionnelle calculée en ce point.

Grâce au fait que la vitesse prévisionnelle de l'aéronef est calculée pour chaque point de la trajectoire, la forme des virages, dont
15 le rayon dépend de la vitesse, est calculée pour chaque virage en fonction des valeurs prises par la vitesse le long de cette portion de trajectoire ; on obtient ainsi un tracé prévisionnel beaucoup plus proche de la réalité (future).

La gestion de la vitesse tout au long de la trajectoire permet aussi
20 de gérer convenablement les pentes sol lors des changements d'altitude. Usuellement, un pilote adopte une vitesse verticale prédéfinie, compatible avec le confort des passagers (pour éviter les effets physiologiques indésirables des variations de pression trop rapides en cas de vitesse verticale trop importante). La pente sol
25 dépend donc de la vitesse horizontale de l'aéronef et dans une moindre mesure du vent.

Selon un des modes préférés de réalisation de l'invention, avant calcul de la trajectoire prévisionnelle, on détermine d'une part, pour le point « courant » qui est le point de départ de la trajectoire à calculer,
30 une vitesse « sol », en module et direction, à partir d'une mesure de vitesse « air » ; d'autre part, on détermine, pour chacun des tronçons de l'itinéraire, une vitesse « sol », en module et direction, à partir d'une consigne de vitesse « air » planifiée par le pilote pour le tronçon

considéré.

La trajectoire prévisionnelle est ensuite calculée dans un repère lié au sol, ce qui permet notamment de détecter les interférences avec le terrain ; pour le guidage notamment, on convertit la vitesse du point
5 courant de la trajectoire prévisionnelle – aussi dite « consigne de vitesse » - calculée par rapport au sol en une consigne de vitesse par rapport à l'air, en utilisant une vitesse estimée du vent.

L'invention repose ainsi sur la génération, sensiblement en « temps réel », d'une trajectoire prévisionnelle précise qui est en
10 permanence maintenue conforme aux conditions et paramètres effectifs du vol en cours de réalisation par l'aéronef ; l'invention se base également sur la génération d'un volume de sécurité en forme de tube ou tunnel de section réduite (et variable) qui s'étend le long de cette trajectoire curviligne ; la génération de cette consigne de trajectoire et
15 de ce volume est calculée en fonction de données d'itinéraire qui sont introduites et/ou modifiées par le pilote ou opérateur à l'aide d'un outil embarqué de construction graphique d'itinéraire, ces données étant enregistrées dans une mémoire associée à un calculateur de navigation de l'aéronef.

De préférence, pour présenter au pilote ou opérateur lesdites
20 interférences éventuelles, on affiche sur un écran, une carte du terrain à survoler, une projection horizontale (c'est-à-dire une projection dans un plan horizontal) de l'itinéraire ainsi qu'une projection horizontale de la trajectoire prévisionnelle – également dite « trajectoire planifiée » - , et
25 on affecte d'un premier signe distinctif la ou les portions de la projection horizontale de la trajectoire prévisionnelle pour laquelle (ou lesquelles) une interférence a été déterminée.

La projection horizontale de la trajectoire prévisionnelle (théorique) est généralement constituée d'arcs de loxodromes (grands
30 cercles de la sphère terrestre) qui sont tangents à des arcs de petits cercles correspondant aux virages ; ces derniers sont remplacés par des arcs de cycloïdes lorsque le vent est pris en considération dans le calcul de la trajectoire prévisionnelle.

De préférence, en outre, on affiche sur ledit écran une coupe verticale le long de la trajectoire prévisionnelle, dans laquelle coupe apparaissent : i) une icône figurant l'aéronef ; ii) le profil du terrain survolé ; iii) la trajectoire prévisionnelle ; et iv) la projection de l'itinéraire ; et on affecte d'un second signe distinctif la ou les portions de la projection verticale de la trajectoire prévisionnelle pour laquelle (ou lesquelles) une interférence a été déterminée ; de préférence encore, le second signe distinctif est identique ou similaire au premier signe distinctif.

La vue en coupe verticale de la trajectoire prévisionnelle est généralement constituée de segments rectilignes horizontaux (paliers) ou inclinés (montée ou descente à vitesse ascensionnelle constante) et d'arcs de parabole d'axe horizontal (montée ou descente à accélération constante), d'axe vertical (accélération verticale et vitesse horizontale constantes) ou d'axe incliné (accélérations verticale et horizontale constantes et non nulles).

Les premier et second signes distinctifs comportent généralement un signe visuel tel qu'une couleur contrastant avec la couleur des parties de la projection (horizontale et/ou verticale) de la trajectoire prévisionnelle pour laquelle (ou lesquelles) aucune interférence n'a été déterminée.

Ladite fréquence de présentation et/ou ladite fréquence d'actualisation est (sont) de préférence au moins égale à 1 Hertz, de préférence encore située(s) dans une plage allant de 1 à 100 Hertz, et en particulier dans une plage allant de 5 à 100 Hertz, notamment voisine(s) de 10 à 50 Hertz.

Le procédé selon l'invention apporte au pilote ou opérateur de l'aéronef une aide au pilotage en temps réel dont la précision est améliorée, grâce notamment à la réduction des marges de sécurité qu'il permet.

Grâce au fait que, notamment, la trajectoire prévisionnelle est déterminée en tenant compte du vent réel détecté, il est possible

d'améliorer notablement la précision de la prévision et de diminuer les marges de sécurité horizontales et verticales prises en compte pour détecter les éventuelles interférences de la trajectoire avec le terrain.

Par ailleurs, avantageusement, pour vérifier la sécurité de la trajectoire prévisionnelle (de consigne) de l'aéronef, on vérifie que l'écart entre cette trajectoire et la position actuelle de l'aéronef reste inférieur à une valeur prédéterminée, et éventuellement on déclenche une alarme et/ou on affiche un signe avertisseur lorsque tel n'est pas le cas ; le cas échéant, on calcule une trajectoire de rejointe (en 3D) pour relier la position actuelle de l'aéronef à la trajectoire de consigne.

Selon un autre aspect de l'invention, il est proposé un dispositif embarqué ou embarquable à bord d'un aéronef pour faciliter la navigation le guidage et le pilotage de l'aéronef, qui comporte un système programmé pour calculer une trajectoire d'aéronef prévisionnelle, continue, à trois dimensions, proche d'un itinéraire, en fonction de caractéristiques de l'aéronef.

Le dispositif comporte de préférence un outil d'introduction de données d'itinéraire, un module pour surveiller l'introduction de données par cet outil et pour commander une réitération du calcul de trajectoire lorsqu'une donnée d'itinéraire est modifiée, ainsi qu'un organe de visualisation de la trajectoire calculée.

Selon un mode de réalisation préféré, le dispositif comporte :

- des moyens d'acquisition de paramètres relatifs à l'aéronef et à l'environnement extérieur, comprenant des moyens de détermination précise de la position de l'aéronef dans l'espace ;
- une mémoire pour stocker l'itinéraire ;
- une mémoire contenant un modèle du terrain à survoler ;
- un écran de visualisation d'une carte à un opérateur embarqué ainsi que l'interface nécessaire ;
- un outil interactif de construction graphique de l'itinéraire ; et

5 - des moyens de calcul de trajectoire pour calculer une trajectoire planifiée essentiellement curviligne à trois dimensions, qui soit proche de l'itinéraire, et correspondant à des possibilités prévisionnelles de l'aéronef, de préférence avec une fréquence de calcul au moins égale à la fréquence de présentation ;

- des moyens de détection pour détecter d'éventuelles interférences entre un volume de sécurité s'étendant le long et autour de ladite trajectoire et un terrain survolé par l'aéronef ; et

10 - des moyens de présentation visuelle pour présenter les éventuelles interférences à un opérateur embarqué, de façon répétée dans le temps et avec une fréquence de présentation suffisamment élevée pour qu'il puisse modifier ledit itinéraire à l'aide de l'outil interactif afin de faire disparaître lesdites interférences ;

15 - un calculateur de guidage dont l'une des entrées est la trajectoire de consigne générée par le calculateur de trajectoire et dont l'autre entrée est le vecteur d'état de l'aéronef mesuré par les capteurs; les sorties du calculateur de guidage sont reliées au dispositif de visualisation des données de pilotage d'une part, et
20 au système de pilotage automatique d'autre part.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaissent dans la description détaillée suivante, qui se réfère aux dessins annexés et illustre, à titre d'exemple non limitatif, des modes préférés de réalisation de l'invention.

25 Sauf indication contraire, dans la présente demande : « 2D » signifie « (à) deux dimensions » ; « 3D » signifie « (à) trois dimensions » ; « PDV » signifie « plan de vol » ; « TDC » signifie « trajectoire de consigne » ou « trajectoire prévisionnelle » ; « FAF » signifie « Final Approach Fix » ou « point d'approche finale » ; « ToC »
30 signifie « Top of Climb » ou « fin de montée » (fin de décollage).

Les figures 1 et 2 sont respectivement une vue en projection

horizontale et une vue en coupe verticale illustrant la notion de "Plan de Vol" des réalisations connues. Le plan de vol "vu" par un FMS connu est constitué des segments en traits gras (« ToC-A-B-C-FAF »). Ces schémas illustrent également - sous la forme d'un trait pointillé - une
5 trajectoire réelle susceptible d'être suivie par un aéronef suivant ce plan de vol.

Les figures 3 et 4 sont respectivement une vue en projection horizontale et une vue en coupe verticale illustrant une trajectoire prévisionnelle selon l'invention - représentée en traits gras et
10 s'étendant d'un 1^{er} héliport H1 jusqu'à un 2nd héliport H2, en passant par cinq points ToC, A, B, C, FAF - ainsi qu'une trajectoire réelle - représentée en traits pointillés - susceptible d'être suivie par un aéronef volant selon un itinéraire qui correspond au plan de vol des figures 1 et 2.

15 Sur les figures 1 à 4, un aéronef est représenté sous forme d'une croix fig. 1 et 3, et sous forme d'un hélicoptère schématisé fig. 2 et 4.

La figure 5 illustre schématiquement la réduction des marges de sécurité obtenue grâce à l'invention : la première ligne illustre schématiquement en vue en plan horizontale une TDC selon l'invention
20 (colonne de gauche) et un plan de vol conventionnel (colonne de droite), et les largeurs de couloirs de sécurité qui leur sont respectivement associés - qui sont illustrés en traits pointillés ; la seconde ligne illustre schématiquement en vue en coupe verticale une TDC selon l'invention (colonne de gauche) et un plan de vol conventionnel (colonne de
25 droite), et les marges de sécurité en altitude qui leur sont respectivement associées.

La figure 6 est un schéma synoptique simplifié d'un dispositif conforme à l'invention.

La figure 7 est un organigramme simplifié d'un procédé conforme
30 à l'invention.

La figure 8 est un schéma bloc d'un système de calcul de

trajectoire conforme à l'invention.

La figure 9 illustre une trajectoire de rejointe verticale conforme à l'invention.

La figure 10 illustre une trajectoire de rejointe horizontale
5 conforme à l'invention.

Au sens de la présente demande, on entend par « itinéraire » une succession de points de passage à survoler, à approcher, ou sur lesquels se poser, et le cas échéant la succession de segments ou « legs » que ces points constituent deux à deux.

10 Chaque segment ou portion d'itinéraire peut être défini par les trois coordonnées de chacune des deux extrémités du segment ; alternativement, le segment d'itinéraire peut être défini par la latitude et la longitude seulement de chaque extrémité, ainsi que par l'altitude du segment ; cette altitude peut, en variante, être remplacée par une
15 hauteur de survol du point le plus haut du terrain survolé par ce segment.

Pour chaque point de passage de l'itinéraire, on peut en outre définir si le point est à survoler ou à approcher ; on peut également affecter une largeur et une hauteur de sécurité définissant un volume de
20 sécurité, pour tout ou partie de l'itinéraire, en particulier aux segments de départ et d'arrivée.

Un itinéraire ainsi défini présente l'avantage d'être facile à pratiquer par des personnes familières des routes et plans de vol conventionnels ; d'autres manières de créer ou modifier un itinéraire
25 selon l'invention incluent notamment la génération de splines 3D passant par des points 3D – ou contraintes - prédéfinis.

Par référence aux figures 1 et 2, on voit que la trajectoire réelle TR suivie par l'aéronef s'écarte nécessairement significativement du plan de vol PDV qui forme une ligne brisée en projection horizontale
30 (figure 1), notamment dans les phases de virages, mais aussi dans les phases de changement d'altitude en marches d'escalier, qui ne peuvent

pas non plus être suivies par l'aéronef. La sécurisation d'un tel plan de vol est usuellement résolue, dans les procédures IFR, par des marges latérales importantes pour pouvoir y inscrire les phases de virage, ainsi que des marges verticales surabondantes ; les phases de montée en
5 "marches d'escalier" sont "lissées" par l'invention comme illustré figure 4, avec comme bénéfice une plus grande facilité pour les rendre compatibles avec le terrain : la figure 2 montre une altitude du plan de vol en conflit avec le terrain au passage du point A, alors que les trajectoires réelle et prévisionnelle n'interfèrent pas avec le terrain
10 (figures 3 et 4).

Dans un FMS selon l'invention, la trajectoire prévisionnelle TDC est une ligne 3D continue et sans points anguleux, graduée en temps et "volable" par l'aéronef hôte. Une manière de « construire » une telle trajectoire est de faire en sorte qu'elle s'appuie sur une ossature de
15 segments rectilignes horizontaux similaire au plan de vol conventionnel.

Par référence aux figures 3 et 4, la trajectoire prévisionnelle TDC prolonge une trajectoire TPAR déjà parcourue par l'aéronef à l'instant considéré ; la portion de trajectoire déjà parcourue est hachurée sur les figures 3 et 4.

20 La trajectoire réelle TR (ici aussi représentée avec un trait pointillé fin) peut rester très proche de la trajectoire calculée prévue TDC, également nommée "trajectoire de consigne".

Conformément à un aspect de l'invention, le pilote crée, modifie, déplace, ou supprime des éléments – tels que les points A, B, C - de
25 l'ossature de la trajectoire, pour modifier la trajectoire.

Le gain de précision dans la définition de la trajectoire planifiée permet notamment de réduire drastiquement les distances minimales de sécurité à respecter, comme l'illustrent les schémas figure 5 : la définition conventionnelle (illustrée colonne de droite) d'un plan de vol
30 PDV impose en certains endroits une distance de séparation par rapport au terrain illustrée par les flèches F2, bien plus importante que la distance F1 (colonne de gauche) strictement requise pour couvrir

l'erreur de localisation et les imprécisions de pilotage ; il en résulte que la largeur LC1 du couloir de sécurité associé à la trajectoire TDC est bien inférieure à la largeur LC2 du couloir de sécurité associé au plan de vol PDV; selon l'invention (colonne de gauche), un point P1 ou P2 de passage de l'itinéraire peut interférer avec un obstacle O, tant que la
5 trajectoire de consigne prévisionnelle TDC n'interfère pas ; les distances de sécurité LC1 latérale et MS1 verticale peuvent ainsi être de l'ordre de quelques dizaines ou centaines de mètres seulement.

Dans un FMS conventionnel, le guidage horizontal est réalisé sur
10 la base de l'écart latéral entre l'aéronef et le segment rectiligne courant. Un mécanisme d'anticipation des virages, associé à l'autorité limitée du FMS sur le PA, permet théoriquement de réaliser les formes de virage souhaitées. En pratique, on maîtrise mal la trajectoire réelle pendant les phases de virage.

15 Dans le cas d'un pilotage manuel conventionnel, la problématique est la même : à l'instant d'anticipation d'un virage, on présente au pilote un nouvel angle de route ; le pilote met alors l'hélicoptère en virage à "taux 1" et attend d'être aligné sur le nouveau segment pour remettre l'aéronef à plat. Aucun moyen n'est fourni pour moduler l'inclinaison et
20 donc la vitesse de virage.

Dans un FMS selon l'invention, le guidage horizontal est réalisé sur la base d'écarts à la trajectoire de consigne, y compris dans ses phases curvilignes. La trajectoire est calculée avec des virages par exemple à "taux 1", correspondant à 3 degrés par seconde ($^{\circ}/s$) de
25 variation de cap, mais le FMS a sur le PA une autorité supérieure, par exemple à "taux 1.5" ($4.5^{\circ}/s$), ce qui permet de maintenir le guidage en boucle fermée y compris dans les virages, et de rattraper le cas échéant des erreurs de suivi dues aux fluctuations du vent.

S'agissant du pilotage manuel, l'affichage de la trajectoire
30 curviligne continue en lieu et place des segments rectilignes successifs de l'itinéraire permet aussi de réaliser le guidage curviligne ; dans les 2 cas (guidage automatique ou manuel) l'invention permet une précision de trajectoire dans un plan horizontal bien supérieure à celle d'un

système conventionnel.

Dans un FMS conventionnel, le guidage vertical est réalisé sur la base de l'écart entre l'altitude de l'aéronef et celle du segment rectiligne horizontal courant. Un mécanisme d'anticipation de mise en montée (en
5 descente), associé à la vitesse standard de montée (de descente) du PA, permet théoriquement de rallier l'altitude prévue au bon endroit. Par contre, pendant la phase de montée (descente) où on est en butée d'autorité, l'aéronef est en boucle ouverte et on ne peut pas non plus prévoir de manière précise la trajectoire.

10 S'agissant du pilotage manuel, la problématique est la même : à l'instant d'anticipation de mise en montée (en descente), on fait disparaître l'ancienne altitude suivie et on affiche la nouvelle altitude à atteindre et à tenir (qui est du reste souvent hors champ du baro-
altimètre où cette consigne est usuellement affichée), le pilote met alors
15 l'hélicoptère en montée (en descente), à 700 pied/minute par exemple, et attend d'atteindre la nouvelle altitude pour cesser de monter (de descendre).

Dans un FMS selon l'invention, le guidage vertical est réalisé sur la base d'écart à la trajectoire de consigne, y compris dans ses phases
20 de montée (de descente) et de ressource (courtes portions curvilignes dans le plan vertical). La trajectoire est calculée avec des taux de montée (descente) standards (700 ft/mn par exemple), mais le FMS a sur le PA une autorité un peu plus grande (1000 ft/mn par exemple), ce qui permet de maintenir le guidage en boucle fermée pendant les
25 phases de montée (descente), et de rattraper le cas échéant des erreurs de suivi dues aux fluctuations du vent, aux courants ascendants ou à toute autre cause.

S'agissant du pilotage manuel, la nature continue de la trajectoire permet d'utiliser un ou plusieurs symbole(s) de guidage en "racine
30 carrée" (tel que décrit dans le brevet FR2801967) pendant toutes les phases de vol.

Grâce à un calcul cyclique temps réel de la trajectoire de

consigne et de ses interférences avec le terrain et les obstacles, cette trajectoire évolue continûment en fonction : i) des évolutions du vecteur d'état initial : la trajectoire reste "accrochée" à l'aéronef, ce qui permet de montrer par exemple l'instant de montée "au plus tard" quand on s'approche d'un relief élevé; ii) de l'état de motorisation de l'aéronef porteur : en cas de panne d'un moteur, les phases de montée voient leur pente diminuer, ce qui permet le cas échéant au pilote d'anticiper les portions du vol qui ne sont plus sécurisées (impossibilité de franchir un relief) et de modifier le plan de vol en conséquence (contournement dudit relief par exemple); iii) de la force et de la direction du vent : en cas d'évolution du vent - le générateur de trajectoire utilisant des hypothèses de vitesse air et de vitesse verticale - la pente de la trajectoire évolue, ce qui permet de garantir un pilotage naturel "dans l'air" plutôt que de forcer le pilote à maintenir son aéronef sur une pente sol plus difficile à piloter ; et iv) des modifications apportées par le pilote à son itinéraire.

Si le dispositif utilisé pour apporter ces modifications est un désignateur graphique (souris, trackball, joystick ..) et que la trajectoire et ses éventuelles interférences sont affichées sur un fond cartographique, le système interactif permet une préparation extrêmement efficace : le pilote dessine son itinéraire, la trajectoire de consigne est générée continûment (à une cadence de l'ordre de 12Hz ou plus ; sa forme est telle qu'elle peut être suivie en vol, et les parties de la trajectoire qui interfèrent avec le terrain ou les obstacles sont colorées en rouge. Pour modifier l'itinéraire, il suffit par exemple au pilote de faire glisser les extrémités des segments ou leur altitude pour éliminer les interférences et obtenir un itinéraire et une trajectoire planifiés sécurisés.

Par ailleurs, la visualisation des virages permet d'éviter de placer des points successifs trop proches les uns des autres : dans ce type de situation, le générateur de trajectoire peut par exemple "négocier" les virages trop proches en faisant ralentir l'hélicoptère, ce qui se voit par le fait que les rayons diminuent; le pilote peut alors corriger la situation si il ne souhaite pas passer ces virages à une vitesse très faible.

Un système selon l'invention détermine la trajectoire volable qui colle au mieux à l'itinéraire dessiné par le pilote; il détecte, localise et montre les portions de la trajectoire (en fait les portions du tube qui l'entoure) en interférence avec le modèle de terrain comportant des données d'élévation du sol et des obstacles (végétation et constructions au dessus du sol).

Le générateur de trajectoire est avantageusement implémenté en plusieurs exemplaires dans un système selon l'invention : un 1er générateur est dédié au traitement de l'itinéraire engagé en destination ; au moins un autre générateur sert à la préparation d'un autre itinéraire (par exemple le vol de retour, si le pilote ne souhaite pas intégrer les vols aller et retour dans un même itinéraire). Pour un générateur traitant un autre itinéraire que celui engagé en destination, on peut « alimenter » l'entrée "vecteur d'état initial" par autre chose que les position/vitesse de l'aéronef porteur : par exemple par le 1er point de l'itinéraire, de manière que la totalité de la trajectoire soit générée.

Le générateur de trajectoire peut être considéré comme un simulateur qui propage le vecteur d'état initial le long de l'itinéraire, en montrant où l'aéronef va passer, compte tenu de sa position actuelle, de sa motorisation, de sa masse et de la force du vent. Cette caractéristique du générateur de trajectoire lui permet de générer une trajectoire de rejointe dans le plan vertical, lorsque l'aéronef s'est écarté de la trajectoire prévue initialement, comme illustré figure 9.

Le générateur de trajectoire peut également être implémenté de manière que - en cas d'écart latéral important entre l'aéronef porteur et son itinéraire en destination - il génère une trajectoire de rejointe horizontale.

Par référence à la figure 6, le dispositif 1 permet de mettre en œuvre le procédé selon l'invention et permet, pendant le suivi d'un itinéraire prédéterminé, de réaliser de façon automatique, à l'aide de moyens embarqués sur l'aéronef, les opérations suivantes :

a) calculer de façon précise une trajectoire prévisionnelle de

l'aéronef ;

β) vérifier la sécurité du vol de l'aéronef selon cette trajectoire par rapport à des données d'élévation du terrain et des obstacles ; et

5 ?) permettre au navigateur embarqué de modifier en temps réel et en connaissance de cause, l'itinéraire et/ou la trajectoire prévisionnelle, grâce à la visualisation actualisée des interférences éventuelles.

Plus particulièrement, le dispositif 1 réalise cycliquement et en temps réel, pendant la préparation et/ou le suivi d'un itinéraire défini en 3 dimensions, les opérations suivantes :

10 a) - calcul d'une trajectoire de consigne précise compatible des capacités de l'aéronef ; cette trajectoire de consigne débute de la position actuelle de l'aéronef, elle s'étend le long de l'itinéraire, et elle se termine à la fin de l'itinéraire ;

15 b) - détection et localisation des éventuelles interférences entre un volume entourant ladite trajectoire de consigne d'une part, et des données d'élévation du terrain et des obstacles d'autre part;

20 c) - présentation sur un moyen de visualisation cartographique de ladite trajectoire de consigne et présentation, de manière distincte, des éventuelles portions de la trajectoire de consigne en interférence avec les données d'élévation du terrain et des obstacles;

d) - élaboration d'ordres de guidage, à destination d'un dispositif de visualisation des données de pilotage d'une part, et d'un système de pilotage automatique d'autre part.

Pour ce faire, ledit dispositif 1 comporte :

25 - un calculateur de trajectoire 2 susceptible de - et programmé pour - calculer la trajectoire curviligne en trois dimensions, et affectant à chaque point de la trajectoire une date et heure de passage prévisionnelles calculées en fonction d'une vitesse prévisionnelle le long de la trajectoire; le dispositif calcule
30 l'évolution de la latitude, de la longitude et de l'altitude de

l'aéronef, en fonction du temps, tout au long de la trajectoire ;

- un calculateur 2' de détection et de localisation des interférences ; ce calculateur est relié à la sortie du calculateur de trajectoire 2 d'une part, et à la mémoire 5 des données d'élévation du terrain et des obstacles d'autre part ;

- des moyens 3 d'acquisition de paramètres relatifs à l'aéronef et à l'environnement extérieur, ces moyens 3 incluant en particulier des capteurs, des centrales anémo-barométriques, des centrales inertielles ou un système de positionnement par satellites (DGPS, GPS ou GPS augmenté, SBAS); ces paramètres incluent notamment : la position géographique en 3 dimensions, les 3 angles d'attitude et de cap, le vecteur vitesse sol, le vecteur vitesse air, les température et pression statiques de l'air environnant, la masse actuelle de l'aéronef et son état de motorisation (nombre de moteurs en état de fonctionnement) ; ces moyens 3 sont reliés au calculateur de trajectoire 2 d'une part, et au calculateur de guidage 8 d'autre part, pour leur transmettre cycliquement et en temps réel les données actualisées nécessaires à leurs calculs ;

- une mémoire 4 pour stocker au moins un itinéraire construit ou en cours de construction ; cette mémoire est reliée au calculateur de trajectoire 2 pour lui transmettre l'itinéraire choisi comme destination ;

- une mémoire 5 contenant des données d'élévation du terrain et des obstacles au-dessus desquels s'étend l'itinéraire ; cette mémoire est reliée au calculateur de détection et de localisation des interférences ;

- une mémoire 5' contenant des données caractéristiques des performances de vol de l'aéronef sur lequel est installé le dispositif ; cette mémoire est reliée au calculateur 2 pour lui fournir ces données caractéristiques ;

- 5 - un moyen de visualisation 6 relié au calculateur de trajectoire 2 d'une part, et au calculateur de détection et de localisation des interférences 2' d'autre part ; cette liaison permet d'acquérir la trajectoire de consigne et ses zones d'interférence avec le terrain et les obstacles pour les afficher sur l'écran de manière distincte ;
- 10 - un outil interactif 7 de construction graphique de l'itinéraire délivrant des données de modification d'itinéraire lorsqu'il est actionné ou déplacé par l'opérateur embarqué; à cet effet, l'outil 7 comporte un dispositif de contrôle d'un curseur graphique permettant de désigner et manipuler les éléments de l'itinéraire à 3 dimensions ; pour réaliser ces manipulations, cet outil est relié à la mémoire d'itinéraire 4 ; cet outil 7 est également relié au dispositif de visualisation 6 de manière à matérialiser la position du curseur graphique ;
- 15 - un calculateur de guidage 8 dont l'une des entrées est la trajectoire de consigne générée par le calculateur 2 et dont l'autre entrée est le vecteur d'état de l'aéronef mesuré par les capteurs 3 ; les sorties du calculateur de guidage sont reliées au dispositif de visualisation des données de pilotage 9 d'une part, et au
- 20 système de pilotage automatique 9' d'autre part ;
- un dispositif de visualisation des données de pilotage 9 comportant notamment un indicateur d'altitude et de vitesse verticale, un indicateur d'écart de route et un indicateur de vitesse air.
- 25 Préalablement à l'exécution d'un vol le long d'un nouvel itinéraire, on réalise généralement la préparation et la sécurisation du début au moins de l'itinéraire. Pour économiser du temps, ou parce que la destination finale n'est pas connue au départ, on peut alors décoller et poursuivre la planification de la suite de l'itinéraire à bord de l'aéronef
- 30 pendant le début du vol.

Les données correspondant à l'itinéraire en cours de construction ou de modification par le pilote ou le navigateur utilisant le dispositif de

contrôle du curseur graphique sont présentées en entrée du calculateur de trajectoire 2 qui en dérive une trajectoire prévisionnelle respectant l'itinéraire et respectant également, et en priorité, l'enveloppe de vol de l'aéronef, contenue dans la mémoire 5'.

5 Le calculateur d'interférences 2' utilise les données d'élévation du terrain et des obstacles stockées dans la mémoire 5 et vérifie qu'aucune d'entre-elles n'a une altitude qui excède celle du plancher d'un volume de sécurité - ou tunnel - entourant la trajectoire de consigne. Le volume
10 de sécurité est déterminé par la trajectoire et par des marges de sécurité (distances minimales acceptables par rapport au relief, dans le plan horizontal et dans le plan vertical, compte tenu de la précision de pilotage et de la précision des capteurs de position) qui déterminent la section transversale de ce volume. Le cas échéant, l'emplacement de la trajectoire en interférence est marqué comme tel.

15 Les interférences éventuellement détectées et localisées par le calculateur (2') sont alors dessinées, de manière distincte du reste de la trajectoire qui est lui aussi dessiné, sur l'écran du dispositif de visualisation 6. De cette manière, le pilote est en mesure de modifier l'itinéraire jusqu'à faire disparaître les parties de la trajectoire de
20 consigne en interférence.

 Pour élaborer la trajectoire, le calculateur 2 table par ailleurs sur diverses hypothèses quant aux valeurs et variations prévisibles des valeurs des paramètres d'état (position initiale, masse et état de motorisation de l'aéronef, vitesse et direction du vent ainsi que
25 température et densité de l'atmosphère). Ces paramètres sont susceptibles de connaître des variations non prévisibles (évolution du vent, panne d'un moteur, sortie de- puis retour vers- l'itinéraire décidés par le pilote) ou mal prévisibles (évolution de la masse de l'aéronef), que le calcul cyclique et temps réel, permet de prendre en compte.

30 Ainsi, ladite trajectoire de consigne est corrigée par le calculateur 2, en fonction de paramètres actuels de l'aéronef (masse, configuration aérodynamique, état de panne des moteurs), de son vecteur d'état (position et vitesse), et de celui de l'atmosphère (vitesse du vent,

pression et température).

Le guidage précis de l'aéronef le long de cette trajectoire actualisée est assuré par le calculateur 8 qui délivre des ordres 3D continus au système de visualisation des paramètres de pilotage 9 et au
5 pilote automatique 9' d'une part.

Le calculateur 8 élabore également des indications sonores et/ou visuelles d'écart excessif qui sont particulièrement utiles, en cas d'absence de pilote automatique, dans les phases de vol où l'attention du pilote est distraite par d'autres tâches que le guidage précis sur la
10 trajectoire de consigne (pendant les procédures de radiocommunication avec le contrôle aérien par exemple). Ces alertes sont déclenchées avant que l'aéronef n'atteigne le bord du tunnel (défini par les marges de sécurité), de manière que le pilote puisse rectifier sa trajectoire et ainsi éviter de sortir du volume sécurisé.

15 L'affichage d'un symbole représentatif de l'aéronef dans la même représentation cartographique que la trajectoire de consigne et l'itinéraire par le dispositif de visualisation 6 participe aussi de la fonction guidage, en offrant le cas échéant au pilote une vision à plus long terme du déroulement du vol.

20 Lorsque l'aéronef s'est écarté de la trajectoire prévisionnelle d'une distance importante, le calculateur 2 calcule, à partir d'informations issues des moyens d'acquisition 3 et de la trajectoire prévisionnelle, une trajectoire de rejointe qui permet, depuis le point de vol actuel, de rejoindre l'itinéraire prévu.

25 Par référence aux figures 7 et 8, à chaque cycle de calcul de la TdC (par exemple 25 fois par seconde), on effectue une simulation complète du vol depuis la position présente (ou vecteur d'état initial VEI) jusqu'à la destination finale. Cette simulation est schématisée figure 8.

30 Toutes les 40ms, on effectue de l'ordre de $25 * 3600 = 90000$ pas d'intégration par heure de vol jusqu'en fin de l'itinéraire à simuler.

La boucle de calcul du calculateur 2 comporte un simulateur SHE de l'hélicoptère et un simulateur SPA de son pilote automatique, qui reçoit en entrée des consignes de pilotage CP (typiquement une consigne de roulis, une consigne d'altitude et une consigne de vitesse
5 air), et fournit en sortie un vecteur d'état VE. La simulation de l'hélicoptère peut être relativement simple, mais il importe que son enveloppe de vol (i.e. sa capacité de vitesse ascensionnelle, fonction de la vitesse air horizontale, de la masse, de la densité de l'air et de la motorisation), qui est intégrée au simulateur SHE, soit réaliste.

10 Le vecteur d'état VE de l'hélicoptère simulé est présenté en entrée d'un module SGU de guidage 3D conventionnel, simulé également, qui reçoit sur son autre entrée les données d'itinéraire ITI actuellement en destination. Ce module de guidage simulé comprend un séquenceur pour gérer les commutations d'un Leg au suivant, avec les
15 anticipations usuelles des virages, des changements d'altitude et des changements de vitesse; ainsi que les algorithmes de calcul des consignes de roulis, d'altitude et de vitesse.

A chaque début (étape 100 figure 7) d'un cycle de calcul de 40 millisecondes (ms), si la TdC doit être rafraîchie à 25Hz, on efface
20 (étape 110) le contenu de la mémoire contenant les résultats de calcul de la TDC du cycle de calcul précédent; on initialise (étape 120) le modèle hélicoptère (ou hélicoptère virtuel) avec le vecteur d'état VEI de l'hélicoptère réel.

On itère ensuite les calculs (étapes 130 et 140) d'entretien de
25 l'hélicoptère virtuel et des algorithmes de guidage virtuel. A chaque itération, on stocke (étape 150) dans une mémoire M organisée en tableau la trajectoire TDC sous forme de la position 3D calculée ainsi que le temps simulé, et on incrémente (étape 160) l'indice de point à calculer (on passe au point suivant).

30 Le critère d'arrêt (étape 180) de ces calculs itératifs est que l'automate de guidage simulé ait atteint son état de fin d'itinéraire (test 170); à défaut, on répète les opérations 130 à 160 (branche conditionnelle 190). Ces opérations sont schématisées par

l'organigramme figure 7.

On obtient ainsi à chaque cycle de 40ms la description segmentée de la totalité de la trajectoire. Le pas d'intégration temporelle n'est pas nécessairement égal au pas de calcul de la trajectoire complète. Son choix résulte d'un compromis entre le souhait
5 de petits segments pour avoir une courbe lisse et le souhait de limiter la taille de la liste de points constituant la trajectoire.

Cette manière de générer la TdC s'appuie sur les algorithmes existants de guidage 3D tels qu'ils sont implémentés dans les FMS IFR
10 en opération. Elle est donc facile à mettre en oeuvre. Elle a par contre l'inconvénient de requérir une puissance de calcul relativement élevée. De plus, le volume de données constituant la TdC résultante est également important. C'est pourquoi on peut avoir intérêt à utiliser une méthode de calcul analytique basée sur la résolution d'un système
15 d'équations différentielles régissant un processus bouclé Hélicoptère/PA/Guidage tel que celui schématisé figure 8, afin de diminuer la puissance de calcul nécessaire et le volume de données résultant du calcul.

Par référence à la figure 9, le calculateur 2 détermine une trajectoire TRV de rejointe verticale, lorsque la position effective de
20 l'aéronef 99 à l'instant considéré s'est écartée de la trajectoire TDC correspondant à l'itinéraire H1-ToC-A-B-C-FaF-H2 planifié, au-delà de marges (d'altitude) prédéterminées ; la trajectoire TRV est calculée en fonction de données caractéristiques de l'aéronef et de
25 l'environnement ; cette trajectoire de rejointe se substitue, jusqu'au point PRV de rejointe verticale, au début de la TDC calculée sur la base de l'itinéraire, et se raccorde continûment en ce point avec la trajectoire TDC prévue.

De façon similaire, par référence à la figure 10, le calculateur 2
30 détermine une trajectoire TRH de rejointe horizontale, lorsque la position effective de l'aéronef 99 à l'instant considéré s'est écartée de la trajectoire TDC correspondant à l'itinéraire H1-ToC-A-B-C-FaF-H2 planifié, au-delà de marges latérales prédéterminées ; la trajectoire

TRH est calculée en fonction de données caractéristiques de l'aéronef et de l'environnement, et en fonction d'un angle de rejointe (qui est de 45 degrés dans le cas illustré figure 10) ; cette trajectoire de rejointe est constituée de deux portions curvilignes reliées par une portion rectiligne, qui s'étend selon ledit angle de rejointe ; elle se substitue, jusqu'au point PRH de rejointe horizontale, au début de la TDC calculée sur la base de l'itinéraire, et se raccorde continûment en ce point avec la trajectoire TDC prévue.

Dans un cas général, lorsque l'aéronef s'est écarté de l'itinéraire planifié de façon importante, le calculateur détermine une trajectoire de rejointe à trois dimensions dont les projections verticale et horizontale reprennent respectivement les caractéristiques des trajectoires de rejointe illustrées figures 9 et 10.

L'aide au pilotage de l'aéronef peut être renforcée au moyen de systèmes permettant : i) une présentation, sur un écran de navigation usuel de l'aéronef, de l'environnement hypsométrique sous la forme de coupes de terrain et de vues horizontales faisant apparaître les reliefs dangereux autour de l'aéronef ; ii) une présentation, sur les mêmes coupes verticales et horizontales, de l'environnement aéronautique de l'aéronef, c'est-à-dire des infrastructures matérielles (balise, aéroports, ...) et virtuelles (zones aériennes, points de report ...) ; et iii) une présentation des aéronefs détectés dans l'environnement aérien survolé par un système ACAS.

L'invention peut avantageusement remplacer un système FMS VFR. L'avantage est de procurer à l'équipage une gestion complète des 3 dimensions et un allègement de la charge de travail, notamment dans la tâche de préparation d'une mission. La capacité d'anticipation d'un système selon l'invention apporte également une aide significative pendant le suivi de l'itinéraire.

REVENDEICATIONS

1. Procédé d'aide à la navigation d'un aéronef (99)

caractérisé en ce que l'on calcule à bord de l'aéronef une trajectoire (TDC) prévisionnelle, continue, à trois dimensions, en fonction de
5 données d'itinéraire (ITI) et de caractéristiques de l'aéronef.

2. Procédé selon la revendication 1 dans lequel on calcule, pour la plupart des points de la trajectoire prévisionnelle de l'aéronef, une date et/ou une vitesse prévisionnelle, en fonction notamment de caractéristiques de l'aéronef.

10 3. Procédé selon la revendication 1 ou 2 dans lequel on calcule par simulation une partie au moins de la trajectoire prévisionnelle de façon discrète, à partir d'un vecteur initial (VEI) de l'aéronef, en utilisant de préférence à cet effet un module (SPA) de simulation de pilote automatique, un module (SHE) de simulation de l'aéronef, et un
15 module (SGU) de simulation de guidage.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans lequel au moins une partie de la trajectoire prévisionnelle est calculée de façon analytique, par résolution d'un système d'équations différentielles.

20 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel le calcul d'une portion curviligne de la trajectoire est effectuée sur la base d'une vitesse de variation de cap ou d'altitude inférieure à celle correspondant à l'autorité du pilote automatique.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans
25 lequel la trajectoire prévisionnelle est dénuée de point anguleux.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel on surveille l'introduction d'une donnée de modification d'itinéraire et/ou de trajectoire et, tant qu'une donnée de modification d'itinéraire et/ou de trajectoire est introduite par un opérateur, on réitère
30 le calcul de trajectoire.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel on surveille et/ou on mesure tout ou partie d'un vecteur d'état de l'aéronef, en particulier une composante de position 3D, une composante de vitesse 3D, une masse de l'aéronef, un état de chaque
5 moteur de propulsion et, tant qu'une variation substantielle du vecteur d'état est détectée, on réitère le calcul de trajectoire.

9. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, dans lequel on surveille et/ou on mesure un paramètre d'environnement de l'aéronef, en particulier une vitesse du vent, une densité ou température
10 de l'air et, tant qu'une variation substantielle d'un paramètre d'environnement est détectée, on réitère le calcul de trajectoire.

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, dans lequel :

i)- on enregistre dans au moins une mémoire embarquée des
15 caractéristiques ou possibilités prévisionnelles de l'aéronef, ainsi qu'un modèle de terrain et obstacles; puis, à l'aide d'un calculateur embarqué :

ii)- on calcule ladite trajectoire prévisionnelle qui soit proche de l'itinéraire et correspondant auxdites caractéristiques ou possibilités
20 prévisionnelles de l'aéronef,

iii)- on détermine un tube ou tunnel s'étendant le long de la trajectoire et dont la section correspond à des marges de sécurité,

iv)- on recherche si un point du modèle de terrain et obstacles est inclus à l'intérieur du tube ou tunnel, et dans l'affirmative on détermine
25 au moins une portion de la trajectoire qui interfère avec le modèle de terrain et obstacles, puis

v)- on présente à un opérateur embarqué ladite trajectoire et/ou ladite portion de trajectoire qui interfère, selon une fréquence de présentation.

30 11. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 10,

dans lequel on détermine d'éventuelles interférences entre un volume de sécurité s'étendant le long de la trajectoire de consigne et un modèle de terrain et obstacles, et on présente les éventuelles interférences à un opérateur embarqué de façon répétée dans le temps et avec une
5 fréquence de présentation suffisamment élevée pour qu'il puisse modifier l'itinéraire afin de faire disparaître les interférences.

12. Procédé selon l'une quelconque des revendications 10 ou 11 dans lequel ladite fréquence de présentation est au moins égale à 1 Hertz.

10 13. Procédé selon la revendication 12 dans lequel ladite fréquence est située dans une plage allant de 5 à 100 Hertz.

14. Procédé selon l'une quelconque des revendications 10 à 13 dans lequel, pour présenter au pilote ou opérateur lesdites interférences éventuelles, on affiche sur un écran une carte et/ou un profil du terrain
15 à survoler, une projection horizontale et/ou verticale de l'itinéraire ainsi qu'une projection horizontale et/ou une coupe verticale de la trajectoire, et on affecte d'un premier signe distinctif la ou les portions de la trajectoire pour laquelle (ou lesquelles) une interférence a été déterminée.

20 15. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 14 dans lequel on corrige, à intervalles de temps réguliers et selon une fréquence d'actualisation, ladite trajectoire en fonction de paramètres actuels relatifs à l'aéronef, du point de vol actuel de l'aéronef, et de paramètres actuels relatifs à l'environnement extérieur de manière à
25 obtenir une trajectoire de consigne actualisée pour le pilote et/ou le pilote automatique.

16. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 15 dans lequel on vérifie que l'écart entre la trajectoire prévisionnelle et la position actuelle de l'aéronef reste inférieur à une valeur prédéterminée,
30 et on déclenche une alarme sonore et/ou on affiche un signe avertisseur lorsque tel n'est pas le cas.

17. Procédé selon la revendication 16 dans lequel la trajectoire prévisionnelle de consigne comporte une trajectoire de rejointe (TRV, TRH) calculée pour relier la position actuelle de l'aéronef à l'itinéraire.

5 18. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 17 dans lequel la trajectoire de consigne comporte au moins une trajectoire de décollage (H1-ToC) et au moins une trajectoire d'atterrissage (FAF-H2).

10 19. Dispositif (1) embarqué ou embarquable à bord d'un aéronef (99) pour faciliter la navigation, le guidage et le pilotage de l'aéronef, qui comporte un système (2) programmé pour calculer une trajectoire d'aéronef prévisionnelle (TDC), continue, à trois dimensions, proche d'un itinéraire, en fonction notamment de caractéristiques de l'aéronef et de données (ITI) d'itinéraire.

15 20. Dispositif selon la revendication 19 qui comporte un outil (7) d'introduction de données d'itinéraire, un module pour surveiller l'introduction de données par cet outil et pour commander une répétition du calcul de trajectoire lorsqu'une donnée d'itinéraire est modifiée, ainsi qu'un organe (6) de visualisation de la trajectoire calculée.

20 21. Dispositif selon la revendication 19 ou 20 qui comporte :

- des moyens (3) d'acquisition de paramètres relatifs à l'aéronef et à l'environnement extérieur, comprenant des moyens de détermination précise de la position de l'aéronef dans l'espace ;
- 25 - une mémoire (4) ou base de données modifiable pour stocker l'itinéraire ;
- une mémoire (5) ou base de données contenant des données d'élévation du terrain et des obstacles à survoler ;
- un moyen (6) de visualisation d'une carte à un opérateur embarqué ;
- 30 - un outil (7) interactif de construction graphique de l'itinéraire ; et

- 5 - des moyens (2) de calcul de trajectoire pour calculer une trajectoire essentiellement curviligne à trois dimensions, qui soit proche de l'itinéraire, et correspondant à des possibilités prévisionnelles de l'aéronef, de préférence avec une fréquence de calcul au moins égale à la fréquence de présentation ;
- des moyens (2') de détection pour détecter d'éventuelles interférences entre un volume de sécurité s'étendant le long de ladite trajectoire et un terrain survolé par l'aéronef ;
- 10 - un calculateur de guidage (8) dont des entrées sont reliées au calculateur (2) et aux capteurs (3), et dont des sorties sont reliées à un dispositif de visualisation de données de pilotage (9) d'une part, et à un système de pilotage automatique (9') d'autre part ; et
- 15 - des moyens (6, 9) de présentation visuelle pour présenter les éventuelles interférences à un opérateur embarqué, de façon répétée dans le temps et avec une fréquence de présentation suffisamment élevée pour qu'il puisse modifier l'itinéraire à l'aide de l'outil interactif afin de faire disparaître les interférences.

22. Dispositif programmé pour mettre en œuvre un procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 18.

1/4

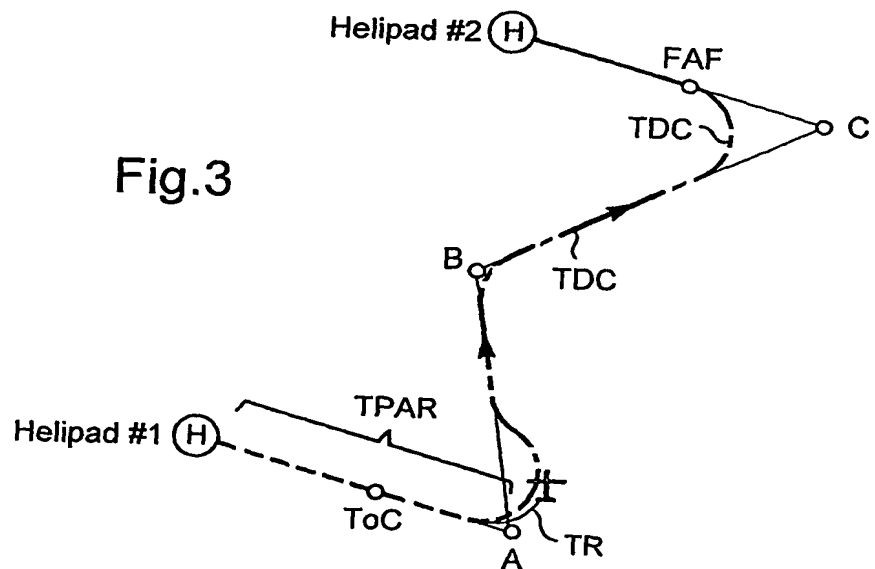
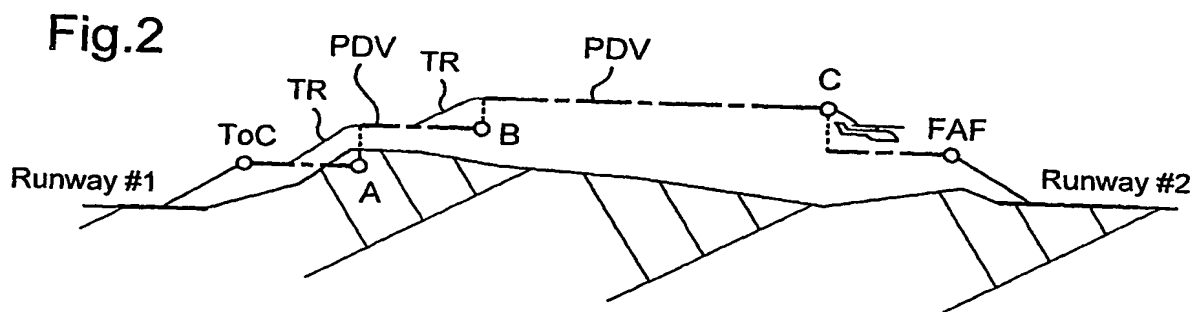
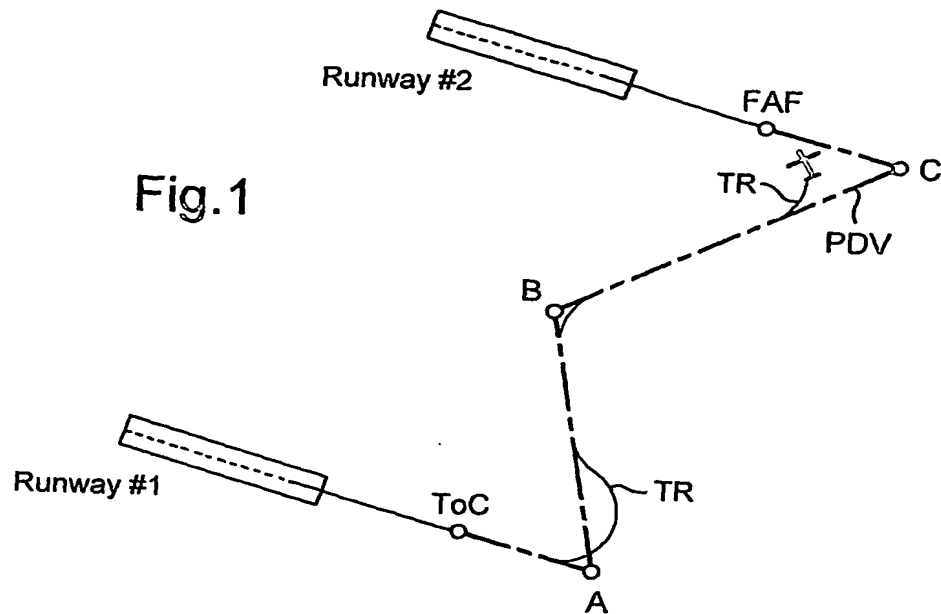


Fig.4

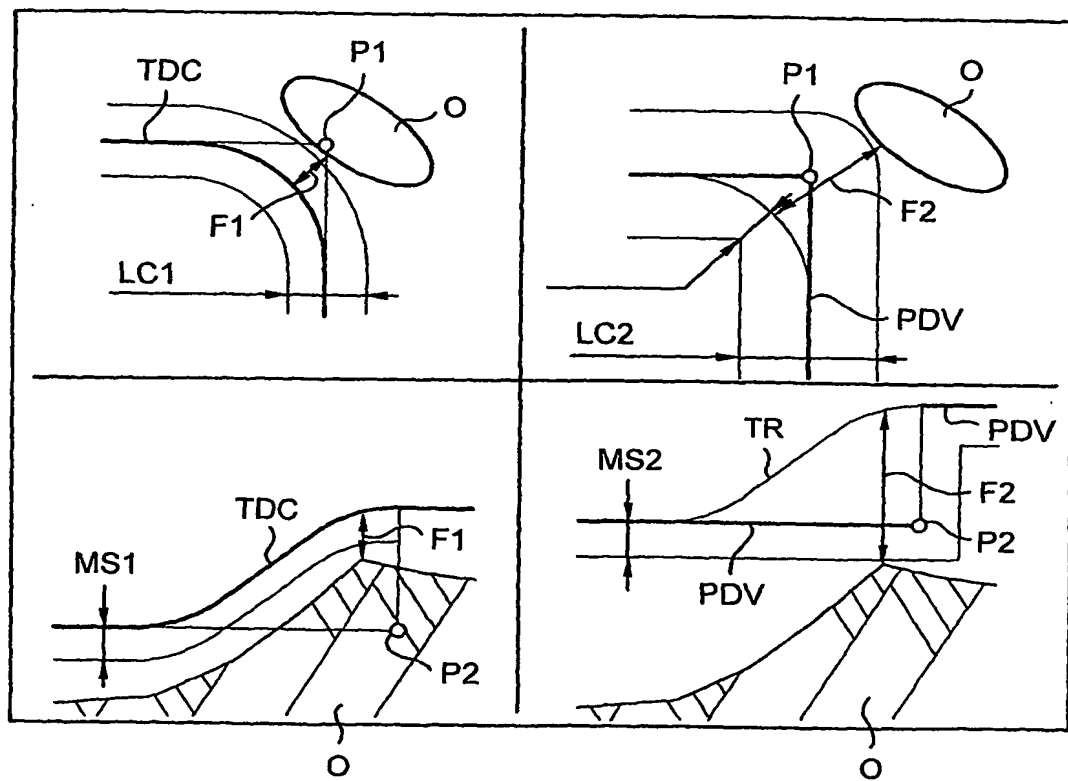
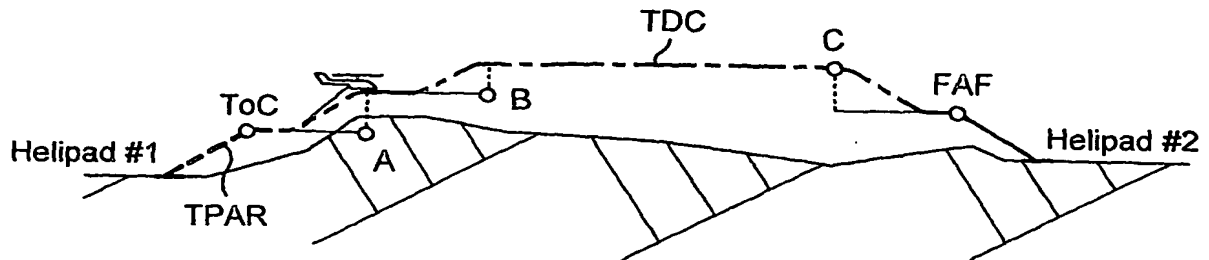


Fig.5

Fig.6

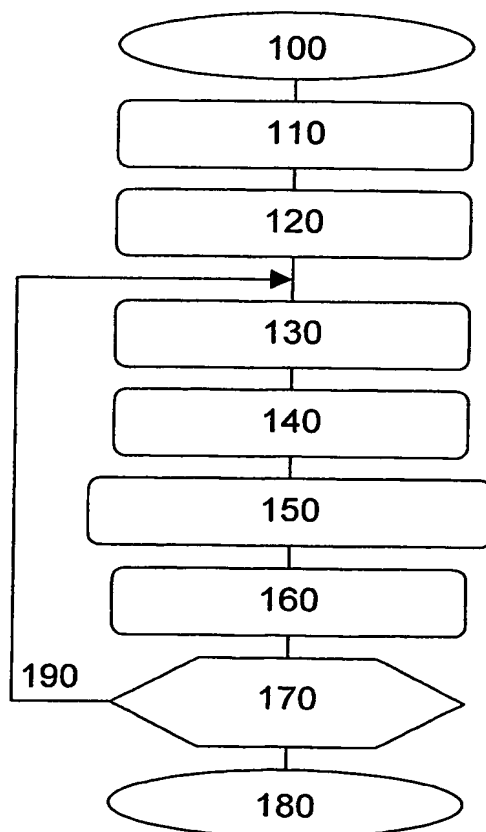
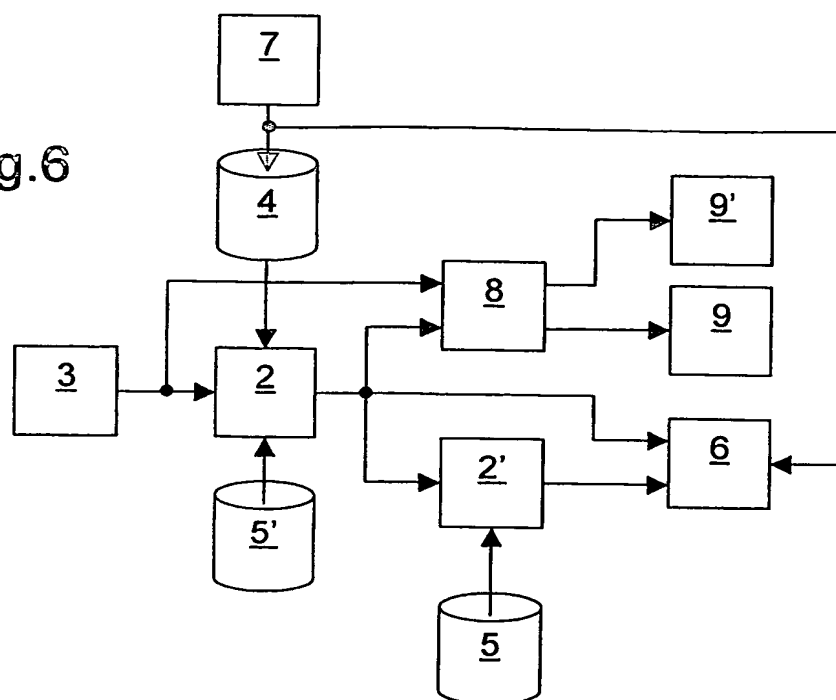


Fig.7

Fig.8

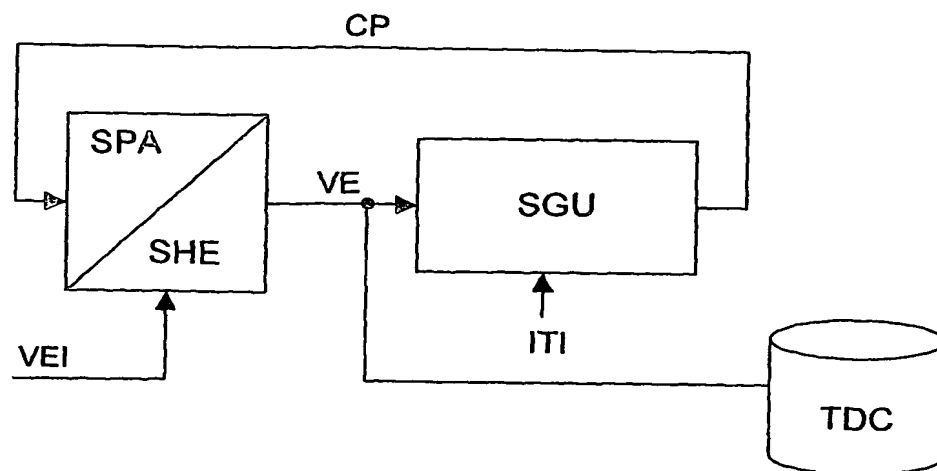


Fig.9

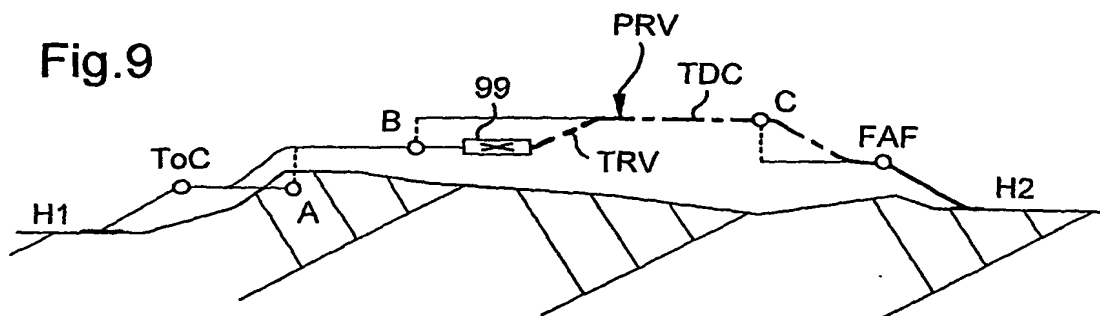
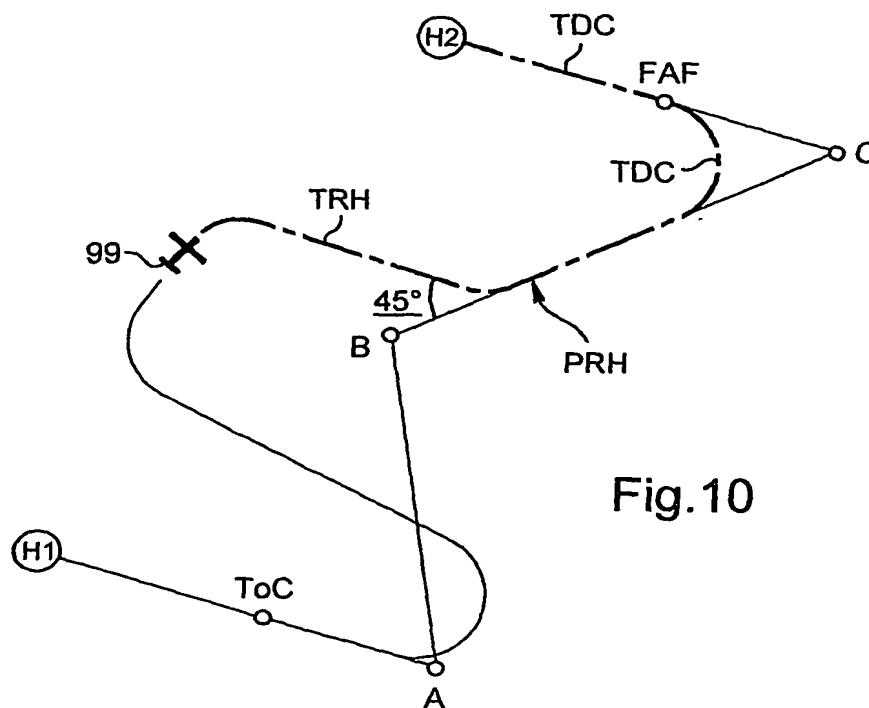


Fig.10



(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
4 novembre 2004 (04.11.2004)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2004/095394 A3

(51) Classification internationale des brevets⁷ : G08G 5/04,
B64D 45/04

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2004/000940

(22) Date de dépôt international : 16 avril 2004 (16.04.2004)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
03/04753 16 avril 2003 (16.04.2003) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : EU-
ROCOPTER [FR/FR]; Aéroport International Marseille-
Provence, F-13725 Marignane Cedex (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : PETILLON,
Jean-Paul [FR/FR]; 6bis, avenue Jean Moulin, F-13140
Miramas (FR).

(74) Mandataire : GPI & ASSOCIES; Hérard, Paul, EuroParc
de Pichaury, 1330, rue Guillebert de la Lauzière, Bâtiment
D1, F-13856 Aix en Provence Cedex 3 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,
GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,
KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG,
MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG, PH,
PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN,
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de
protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM,
KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien
(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT,
BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR,
HU, IE, IT, LU, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR),
OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML,
MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale
— avant l'expiration du délai prévu pour la modification des
revendications, sera republiée si des modifications sont re-
çues

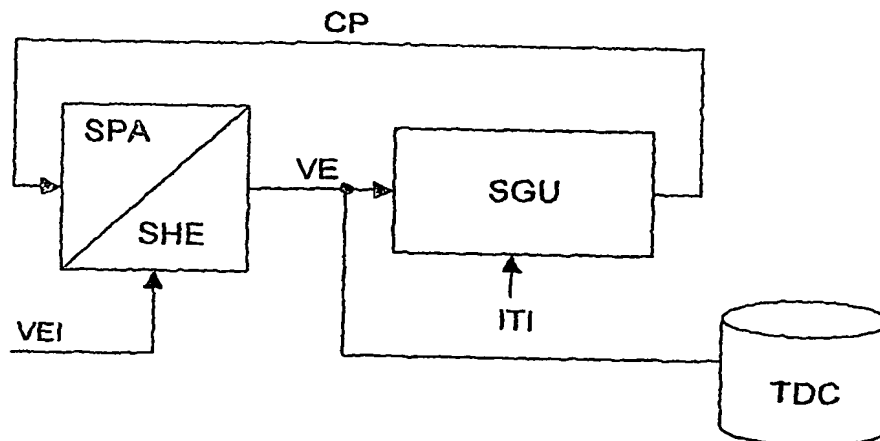
(88) Date de publication du rapport de recherche
internationale:

7 avril 2005

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: AIRCRAFT NAVIGATION METHOD AND DEVICE

(54) Titre : PROCÉDE ET DISPOSITIF DE NAVIGATION POUR AERONEF



(57) Abstract: The invention relates to an aircraft navigation assistance method, whereby a continuous, three-dimensional projected path is calculated on board the aircraft as a function of data relating to the route and characteristics of the aircraft.

(57) Abrégé : Dans un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef selon l'invention, on calcule à bord de l'aéronef une trajectoire prévisionnelle, continue, à trois dimensions, en fonction de données d'itinéraire et de caractéristiques de l'aéronef.

WO 2004/095394 A3

WO 2004/095394 A3



En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No
PC17/FR2004/000940

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
IPC 7 G08G5/04 B64D45/04

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
IPC 7 G08G B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 6 421 603 B1 (HARTMANN GARY L ET AL) 16 July 2002 (2002-07-16) column 6, line 40 - column 9, line 48; figures 5,9	1,6-13, 15
Y		2-5,14, 16-22
Y	US 6 114 990 A (BERGLJUNG ET AL) 5 September 2000 (2000-09-05) column 6, line 24 - line 64; figures 8-10	2-5,14, 16-22
A	US 6 424 889 B1 (BONHOURE FABIENNE ET AL) 23 July 2002 (2002-07-23) column 2, line 34 - column 3, line 10 column 3, line 66 - column 4, line 40 column 7, line 39 - line 47	1-22
	-/-	

☒ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

* Special categories of cited documents:

- *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- *E* earlier document but published on or after the international filing date
- *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- *&* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

2 February 2005

Date of mailing of the international search report

11/02/2005

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3018

Authorized officer

Créchet, P

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No
PCT/FR2004/000940

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5 555 175 A (D ORSO MICHEL) 10 September 1996 (1996-09-10) cited in the application the whole document	1-22
A	US 5 381 338 A (WYSOCKI ET AL) 10 January 1995 (1995-01-10) column 4, line 43 - line 57; figure 2b column 5, line 7 - line 20 column 6, line 62 - line 65 column 12, line 58 - line 68	1-22
A	US 4 839 658 A (KATHOL SHAWN ET AL) 13 June 1989 (1989-06-13)	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/FR2004/000940

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 6421603	B1	16-07-2002	AU 2723401 A	24-04-2001
			CA 2381722 A1	29-03-2001
			EP 1203201 A2	08-05-2002
			JP 2003510675 T	18-03-2003
			WO 0122034 A2	29-03-2001
US 6114990	A	05-09-2000	SE 511553 C2	18-10-1999
			AU 4406997 A	14-04-1998
			DE 69703706 D1	18-01-2001
			DE 69703706 T2	21-06-2001
			DK 946934 T3	02-04-2001
			EP 0946934 A1	06-10-1999
			NO 991299 A	17-03-1999
			SE 9603411 A	19-03-1998
			WO 9812687 A1	26-03-1998
US 6424889	B1	23-07-2002	FR 2789771 A1	18-08-2000
			DE 60009805 D1	19-05-2004
			EP 1071986 A1	31-01-2001
			ES 2218124 T3	16-11-2004
			WO 0048049 A1	17-08-2000
US 5555175	A	10-09-1996	FR 2712251 A1	19-05-1995
			CA 2135410 A1	11-05-1995
			DE 69413642 D1	05-11-1998
			DE 69413642 T2	25-03-1999
			EP 0652544 A1	10-05-1995
			JP 7165193 A	27-06-1995
			RU 2095280 C1	10-11-1997
US 5381338	A	10-01-1995	AU 2261292 A	25-01-1993
			CA 2112101 A1	07-01-1993
			WO 9300647 A2	07-01-1993
US 4839658	A	13-06-1989	AU 638250 B2	24-06-1993
			AU 5590990 A	20-09-1990
			AU 8073987 A	24-02-1988
			CA 1323679 C	26-10-1993
			EP 0277229 A1	10-08-1988
			KR 9104443 B1	27-06-1991
			NZ 221147 A	26-07-1995
			NZ 233797 A	26-07-1995
			NZ 233798 A	26-07-1995
			TR 23168 A	02-06-1989
			WO 8801086 A2	11-02-1988

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale No
PCT/FR2004/000940

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
CIB 7 G08G5/04 B64D45/04

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
CIB 7 G08G B64D

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Categorie *	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	US 6 421 603 B1 (HARTMANN GARY L ET AL) 16 juillet 2002 (2002-07-16) colonne 6, ligne 40 - colonne 9, ligne 48; figures 5,9	1,6-13, 15
Y		2-5,14, 16-22
Y	US 6 114 990 A (BERGLJUNG ET AL) 5 septembre 2000 (2000-09-05) colonne 6, ligne 24 - ligne 64; figures 8-10	2-5,14, 16-22
A	US 6 424 889 B1 (BONHORE FABienne ET AL) 23 juillet 2002 (2002-07-23) colonne 2, ligne 34 - colonne 3, ligne 10 colonne 3, ligne 66 - colonne 4, ligne 40 colonne 7, ligne 39 - ligne 47	1-22
	-/--	

☒ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

- "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

- "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention
- "X" document particulièrement pertinent: l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément
- "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier
- "&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

2 février 2005

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

11/02/2005

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Créchet, P

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale No

PCT/FR2004/000940

C.(suite) DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 5 555 175 A (D ORSO MICHEL) 10 septembre 1996 (1996-09-10) cité dans la demande le document en entier -----	1-22
A	US 5 381 338 A (WYSOCKI ET AL) 10 janvier 1995 (1995-01-10) colonne 4, ligne 43 - ligne 57; figure 2b colonne 5, ligne 7 - ligne 20 colonne 6, ligne 62 - ligne 65 colonne 12, ligne 58 - ligne 68 -----	1-22
A	US 4 839 658 A (KATHOL SHAWN ET AL) 13 juin 1989 (1989-06-13) -----	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs : Membres de familles de brevets

Demande Internationale No

PCT/FR2004/000940

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 6421603	B1	16-07-2002	AU 2723401 A	24-04-2001
			CA 2381722 A1	29-03-2001
			EP 1203201 A2	08-05-2002
			JP 2003510675 T	18-03-2003
			WO 0122034 A2	29-03-2001
US 6114990	A	05-09-2000	SE 511553 C2	18-10-1999
			AU 4406997 A	14-04-1998
			DE 69703706 D1	18-01-2001
			DE 69703706 T2	21-06-2001
			DK 946934 T3	02-04-2001
			EP 0946934 A1	06-10-1999
			NO 991299 A	17-03-1999
			SE 9603411 A	19-03-1998
US 6424889	B1	23-07-2002	WO 9812687 A1	26-03-1998
			FR 2789771 A1	18-08-2000
			DE 60009805 D1	19-05-2004
			EP 1071986 A1	31-01-2001
			ES 2218124 T3	16-11-2004
US 5555175	A	10-09-1996	WO 0048049 A1	17-08-2000
			FR 2712251 A1	19-05-1995
			CA 2135410 A1	11-05-1995
			DE 69413642 D1	05-11-1998
			DE 69413642 T2	25-03-1999
			EP 0652544 A1	10-05-1995
			JP 7165193 A	27-06-1995
			RU 2095280 C1	10-11-1997
US 5381338	A	10-01-1995	AU 2261292 A	25-01-1993
			CA 2112101 A1	07-01-1993
			WO 9300647 A2	07-01-1993
US 4839658	A	13-06-1989	AU 638250 B2	24-06-1993
			AU 5590990 A	20-09-1990
			AU 8073987 A	24-02-1988
			CA 1323679 C	26-10-1993
			EP 0277229 A1	10-08-1988
			KR 9104443 B1	27-06-1991
			NZ 221147 A	26-07-1995
			NZ 233797 A	26-07-1995
			NZ 233798 A	26-07-1995
			TR 23168 A	02-06-1989
			WO 8801086 A2	11-02-1988

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☒ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☐ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☒ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER: _____**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.